

1–6 июня 2005 года, Россия, Москва

ЛУННЫЕ ТРАЕКТОРИИ НОВОГО ТИПА И РОЛЬ ГРАВИТАЦИОННЫХ ВОЗМУЩЕНИЙ В ИХ ФОРМИРОВАНИИ

В.В. Ивашкин

Институт прикладной математики им. Келдыша РАН

Аннотация. Представлены результаты исследования двух групп Лунных траекторий в рамках ограниченной задачи четырех тел (Земля-Луна-Солнце-точка).

Одну группу составляют перелеты с Земли к Луне и обратные перелеты с Луны к Земле – нового, обходного типа. Они имеют отлет от Земли на большое расстояние (около $1,5 \cdot 10^6$ км), где под влиянием Солнечной гравитации пассивно меняется перигейное расстояние траектории точки от малого значения у Земли до ~ радиуса Лунной орбиты. Кроме того, под влиянием Лунно-Земных гравитационных воздействий в районе залунной точки либрации L_2 осуществляется пассивный захват для полета Земля-Луна и освобождение для перелета Луна-Земля.

Вторую группу составляют перелеты с Земли на геостационарную орбиту (ГСО) и обратные перелеты с ГСО к Земле – с использованием Лунного гравитационного маневра.

В работе приводятся результаты приближенного качественного и «точного» численного анализа данных траекторий. Показано, что их использование в космонавтике позволяет заметно сократить энергетические расходы по сравнению с обычными траекториями.

Ключевые слова: небесная механика, космонавтика, оптимальные космические траектории, гравитационный маневр, гравитационные возмущения, геостационарная орбита (ГСО), выведение на ГСО, возвращение с ГСО, перелеты Земля-Луна, перелеты Луна-Земля, гравитационный захват, гравитационное освобождение.

СОДЕРЖАНИЕ

1. ВВЕДЕНИЕ.....	3
2. ПЕРЕЛЕТ КА С ЗЕМЛИ НА ГЕОСТАЦИОНАРНУЮ ОРБИТУ.....	3
3. ВОЗВРАЩЕНИЕ КА С ГЕОСТАЦИОНАРНОЙ ОРБИТЫ К ЗЕМЛЕ.....	4
4. ТРАЕКТОРИИ ПЕРЕЛЕТА С ЗЕМЛИ К ЛУНЕ.....	5
5. ТРАЕКТОРИИ ПЕРЕЛЕТА С ЛУНЫ К ЗЕМЛЕ.....	6
6. ВЫВОДЫ.....	7
7. ЛИТЕРАТУРА.....	7

**LUNAR TRAJECTORIES OF NEW TYPE AND ROLE OF GRAVITY
PERTURBATIONS IN THEIR FORMATION**

V.V. Ivashkin
Keldysh Institute of Applied Mathematics, RAS

Abstract. Two groups of lunar trajectories are investigated in frame of the restricted four-body (Earth-Moon-Sun-particle) problem.

One group is given by the Earth-to-Moon flights and by the Moon-to-Earth ones of new detour type. They have large enough (of about $1,5 \cdot 10^6$ km) geocentric distance, where under effect of the Sun gravity the orbit perigee radius is changed passively between a small value near the Earth and about radius of lunar orbit. Moreover, under effect of the Moon-Earth gravity the passive capture of the particle for the Earth-to-Moon flight as well as the passive escape for the Moon-to-Earth flight are performed in the vicinity of the libration point L_2 .

The second group is given by the flights from the Earth to geostationary orbit (GSO) as well as the back flights from GSO to the Earth. They use a lunar gravity assist.

Results for approximate qualitative analysis of the trajectories shown as well as for the numerical "exact" one are presented. It is shown that using these trajectories allows decreasing the energy required for the spacecraft flight in comparison with the usual trajectories.

Key words: Celestial Mechanics, Astronautics, optimal space trajectories, gravity assist, gravity perturbations, geostationary orbit (GSO), Earth-GSO flight, GSO-Earth flight, Earth-to-Moon flight, Moon-to-Earth flight, gravity capture, gravity escape.

CONTENTS

1. INTRODUCTION.....	3
2. SPACEFLIGHTS FROM THE EARTH TO GEOSTATIONARY ORBIT.....	3
3. SPACEFLIGHTS FROM GEOSTATIONARY ORBIT TO THE EARTH.....	4
4. SPACEFLIGHTS FROM THE EARTH TO THE MOON.....	5
5. SPACEFLIGHTS FROM THE MOON TO THE EARTH.....	6
6. CONCLUSIONS.....	7
7. REFERENCES.....	7

1. ВВЕДЕНИЕ

При нахождении оптимальной космической траектории решение часто бывает неоднозначным. Так, для классического перелета между круговыми орбитами, кроме обычного прямого перелета Гомана-Цандера [Hohmann; Цандер] по полуэллипсу, существует «обходной» биэллиптический перелет Штернфельда [Sternfeld; Штернфельд, 1937, 1958]. Эта идея «обходного» полета оказалась плодотворной для ряда задач космонавтики [Ивашкин, 2005а, б]. В настоящей работе под этим углом зрения исследуются некоторые лунные перелеты, траектории которых достигают окрестности Луны, а именно перелеты между Землей и Луной, а также между Землей и геостационарной орбитой (ГСО).

2. ПЕРЕЛЕТ КА С ЗЕМЛИ НА ГЕОСТАЦИОНАРНУЮ ОРБИТУ

Обычным является выведение КА на геостационарную орбиту (ГСО) по двухимпульсной схеме, $N=2$. Однако при большом наклонении i_1 начальной орбиты ($i_1 > 39^\circ$) трехимпульсная, «обходная» схема $N=3$ имеет меньшую сумму величин импульсов w_k [Райдер; Гобец, Долл; Ивашкин, Тупицын; Ивашкин, 1975].

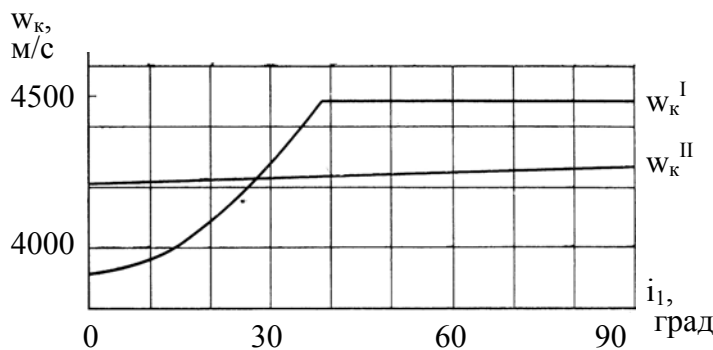


Рис. 1. Энергетика выведения КА на ГСО для двух схем полета

Затраты для выведения КА на ГСО еще уменьшатся, если заменить действие промежуточного импульса скорости гравитационным маневром ускорения у Луны [Ивашкин, Тупицын, 1971; Ивашкин, 1975]. На Рис. 1 кривая w_k^I дает сумму величин импульсов для двух- и трехимпульсного выведения без учета влияния Луны, а w_k^{II} – с учетом гравитационного маневра у Луны [Ивашкин, Тупицын, 1971; Ивашкин, 1975].

На Рис. 2 приведена одна такая типичная траектория выведения КА на ГСО с близким пролетом у Луны. Выведение в 1997-1998 гг. КА (ASIASAT 3/HGS-1) на ГСО по данной схеме полета (Рис. 3) было названо «наиболее впечатляющим» космическим событием 1998 г. [Riebe, and Schweitzer].



Рис. 2. Траектория выведения КА на ГСО с гравитационным маневром у Луны

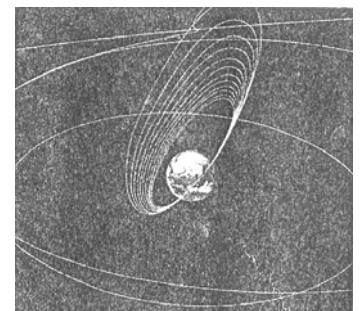


Рис. 3. Траектория выведения КА ASIA SAT 3/HGS-1 на ГСО

3. ВОЗВРАЩЕНИЕ КА С ГЕОСТАЦИОНАРНОЙ ОРБИТЫ К ЗЕМЛЕ

Для задачи спуска КА с ГСО на Землю также выгоднее использовать не «прямую» схему с уменьшением скорости КА (на ~ 1490 м/с), а «обходную» схему с разгоном (на ~ 1100 м/с), подлетом к Луне, выполнением гравитационного маневра торможения и последующим полетом к Земле [Ивашкин, 2005а, б]. На Рис. 4 приведена в проекции на плоскость геоэкватора траектория такого спуска на Землю Е при отлете с ГСО 29.XII.2000 и времени полета $\sim 9,4$ сут [Ивашкин, 2005а]. Рис 5, 6 иллюстрируют схему выполнения гравитационного маневра.

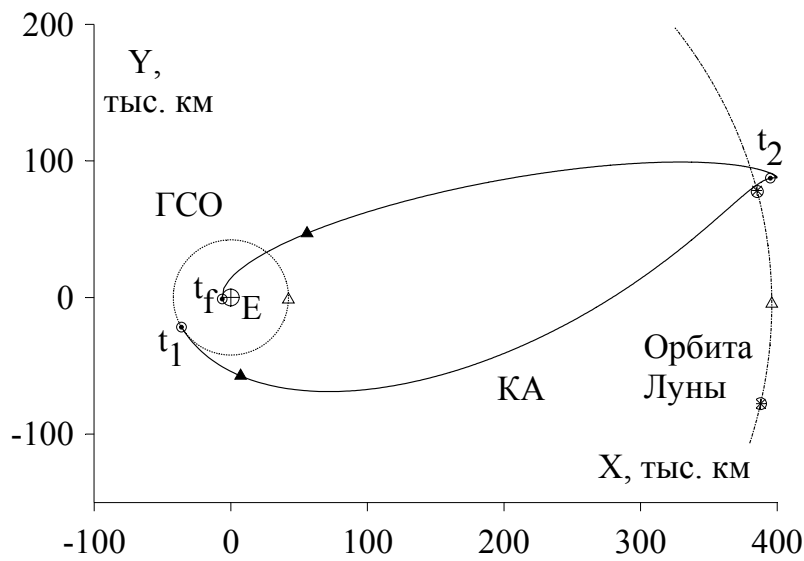


Рис. 4. Траектория спуска КА с ГСО на Землю при использовании Лунного гравитационного маневра (геоцентрическое движение)

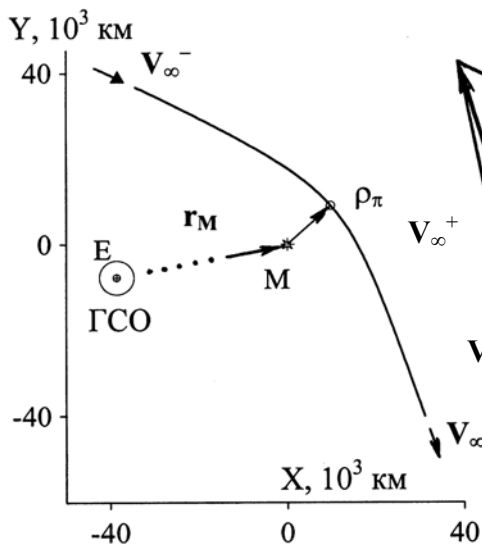


Рис. 5. Селеноцентрическое движение КА вблизи Луны М и схема изменения скорости при облете Луны

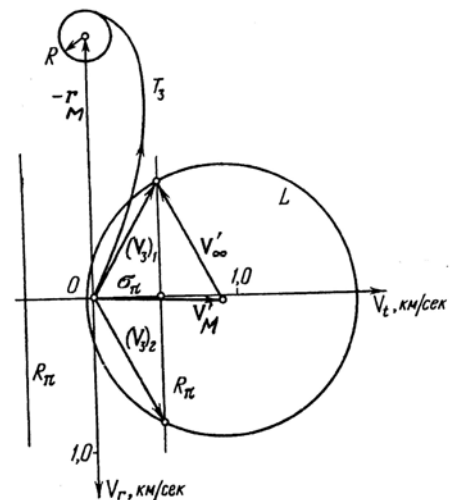


Рис. 6. Схема определения геоцентрической скорости полета к Земле [Ивашкин, 1975]

4. ТРАЕКТОРИИ ПЕРЕЛЕТА С ЗЕМЛИ К ЛУНЕ

Обычные траектории «прямого» перелета Земля-Луна и Луна-Земля имеют гиперболическую селеноцентрическую орбиту полета точки вблизи Луны. Новые, «обходные» перелеты осуществляют полет вблизи Луны по эллиптическим орбитам, реализуя пассивный захват или пассивное освобождение [Belbruno, and Miller; Hiroshi Yamakawa, et al.; Uesugi; Biesroek, and Janin; Bello Mora, et al.; Koon, et al.; Ивашкин, 2001; и др.]. Рис. 7, 8 дают пример такой пассивной траектории Земля-Луна в гео- и селеноцентрическом представлении [Ивашкин, 2001; Ivashkin, 2003].

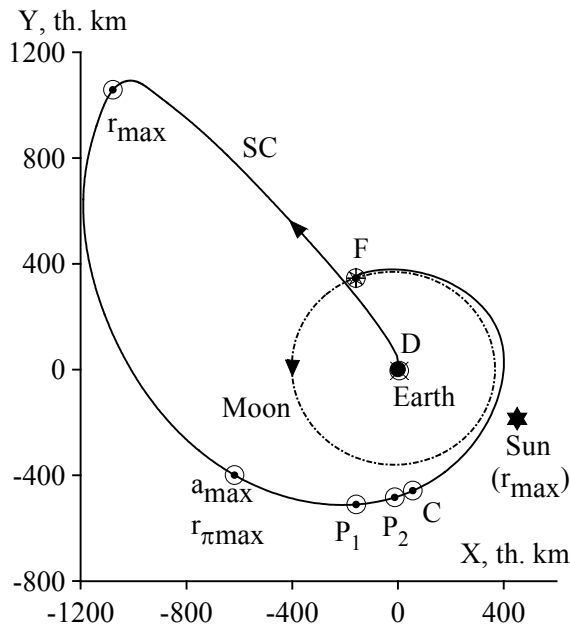


Рис. 7. Геоцентрическая траектория полета Земля-Луна в проекции на плоскость XY (отлет 01.01.1997, время полета 130, 5 сут)

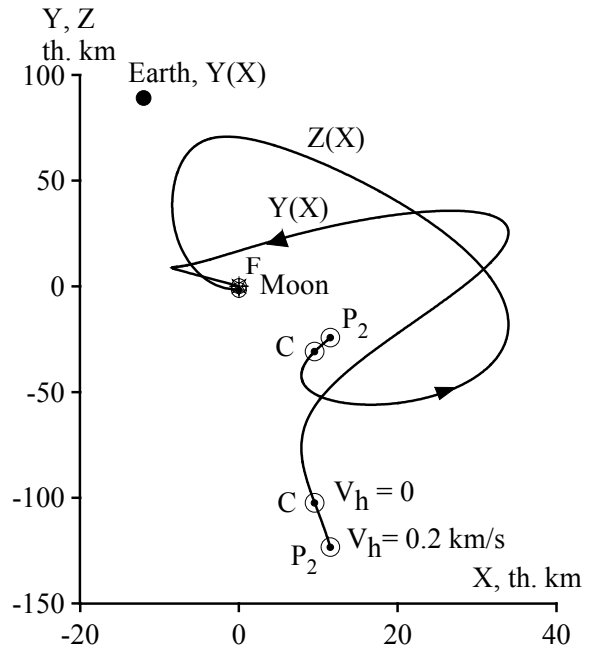


Рис. 8. Конечная фаза селеноцентрической траектории полета Земля-Луна в проекциях на плоскости YX, ZX (V_h – селеноцентрическая скорость на «бесконечности», $V_h = 0$ – точка захвата)

Максимальное расстояние отлета КА от Земли $r_{\max} \approx r_{\alpha\max} \approx 1,5 \cdot 10^6$ км. В этом районе (~ на дуге DP_1) перигейное расстояние под влиянием Солнечной гравитации увеличивается до $r_{\pi} \approx 480$ тыс. км, и КА сближается с Луной.

Затем происходит эволюция орбиты точки, под влиянием, в основном, Лунно-Земной гравитации. Сначала, на небольшой дуге P_1P_2C , происходит быстрое гашение селеноцентрической энергии до нуля, в точке C – захват точки Луной.

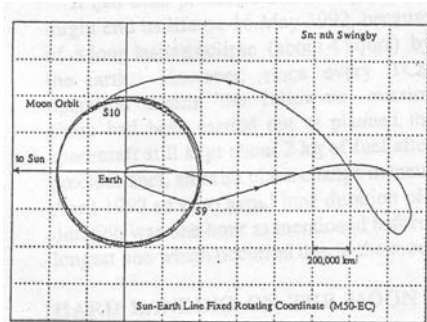


Рис. 9. Полет КА Hiten

Далее, на дуге CF, гравитационные возмущения вызывают дальнейшее изменение орбиты, в частности, уменьшение энергии. В конечной точке F КА приходит в периселений конечной орбиты, для которой $r_{\pi f} = 1838$ км, $r_{\alpha f} = 75072$ км, $a_f = 38455$ км, $i = 90^0$.

При применении данной схемы для полета КА получается заметная экономия энергетики (~ 200 м/с по скорости). Эта схема полета к Луне была использована для японского КА Hiten (1990-1993, рис. 9 [Uesugi]).

5. ТРАЕКТОРИИ ПЕРЕЛЕТА С ЛУНЫ К ЗЕМЛЕ

Построены также «обходные» перелеты Луна-Земля [Н. Yamakawa; Ивашкин, 2004; Ivashkin, 2004a, 2004b]. На Рис. 10, 11 дана такая типичная траектория Луна-Земля [Ивашкин, 2004]: D - отлет от Луны (11.05. 2001), Es – точка освобождения (время $\Delta t \approx 20,6$ сут, скорость $V_\infty = 0$); P₃: $\Delta t \approx 21,9$ сут, $V_\infty = 0,25$ км/с; r_{max} $\approx 1.5 \cdot 10^6$ км, F-конечная точка (H_π=50 км, $\Delta t = 113$ сут).

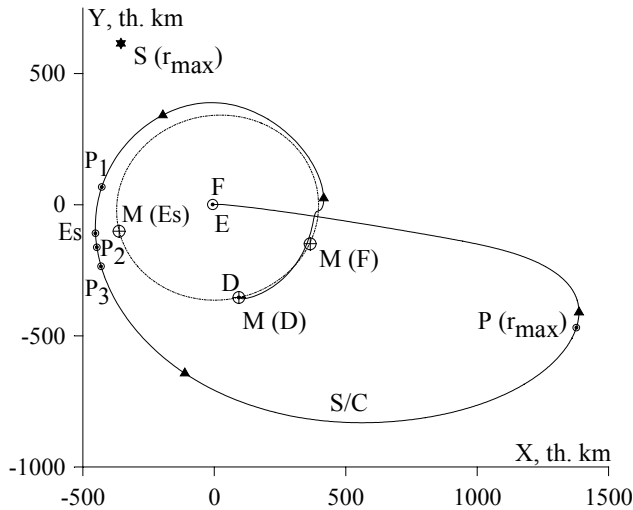


Рис. 10. Геоцентрическая «обходная» траектория Луна- Земля

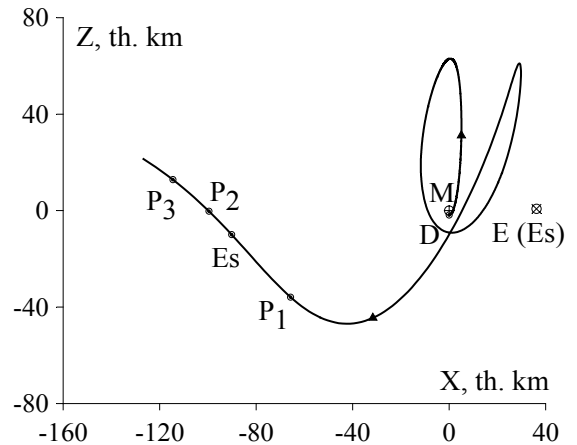


Рис. 11. Селеноцентрическая «обходная» траектория Луна- Земля на начальном участке полета

Здесь:

- Отлет от Луны происходит по эллиптической орбите с пассивным освобождением от Лунного притяжения из-за гравитации Земли (в точке Es). Точка E (Es) дает направление на Землю в этот момент. Освобождение происходит вблизи точки либрации L₂.
- Снижение перигея осуществляется пассивно, из-за гравитации Солнца, а не с помощью импульса скорости.

На рис. 12 приведен выигрыш в скорости отлета от Луны, он составляет ~160-250 м /с. Здесь кривые H₀=100 км соответствуют отлету КА с периселения орбиты ИСЛ с данной высотой. Линии H₀=0 представляют старт КА с поверхности Луны. Для перелета на Рис. 10-11 a₀~38000 км.

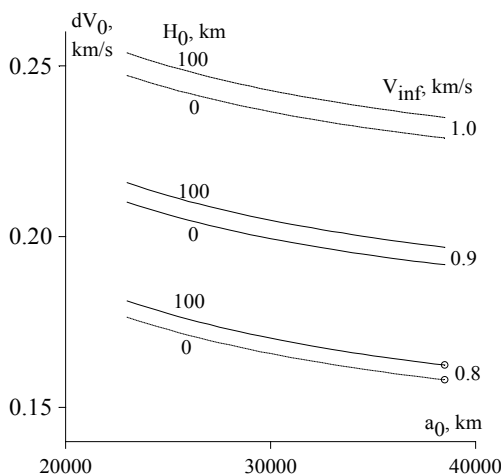


Рис. 12. Уменьшение импульса скорости для «обходного» перелета Луна-Земля по сравнению с прямым перелетом - в зависимости от большой полуоси орбиты отлета к Земле и скорости на «бесконечности» прямого полета

6. ВЫВОДЫ

Численный и теоретический анализ задачи движения точки в пространстве Земля-Луна доказывает, что использование гравитационных возмущений в системе Земля-Луна-Солнце-точка позволяет построить новые траектории, обходного типа. Они

- для перелета Земля-Луна позволяют осуществить пассивный (без учета малых импульсов скорости) перелет на некоторую орбиту спутника Луны, т.е. обеспечивают гравитационный захват;
- для перелета Луна-Земля позволяют выполнить пассивный полет к Земле с некоторой орбиты спутника Луны, т.е. обеспечивают гравитационное освобождение от Лунного притяжения;
- позволяют осуществить перелеты между Землей и ГСО с близким облетом Луны, что дает возможность пассивно изменить некоторые элементы орбиты точки, например, перигейное расстояние и наклонение.

В применении к перелетам КА эти траектории позволяют реализовать полет заметно более экономично, требуют меньшего расхода топлива, хотя и имеют большее время полета и являются более сложными, для их реализации требуется более точная система управления, чем для обычных, прямых перелетов КА.

Автор признателен Н.В. Корольковой за содействие в подготовке доклада.

7. ЛИТЕРАТУРА

1. Гобец Ф.У., Долл Дж. Р. (1969) Обзор импульсных траекторий. // Ракетная техника и космонавтика. Т. 7, N 5. С. 3-46.
2. Ивашкин В.В. (1975) Оптимизация космических маневров при ограничениях на расстояния до планет. М.: Наука. 392 с.
3. Ивашкин В.В. (2001) Об оптимальных траекториях полета КА к Луне в системе Земля-Луна-Солнце. // Препринт, Институт прикладной математики им. Келдыша РАН, 2001, N 85. 32 с.
4. Ивашкин В.В. (2002) О траекториях полета точки к Луне с временным захватом ее Луной. // Доклады Академии наук, 2002, том 387, N 2, с. 196-199.
5. Ивашкин В.В. (2004) О траекториях полета точки от Луны к Земле с гравитационным освобождением от лунного притяжения. // Доклады Академии Наук. Том 398, N 3, с. 340-342.
6. Ивашкин В.В. (2005а) Ари Штернфельд и космонавтика. // Препринт, ИПМ им. Келдыша РАН, N 20. 32 с.
7. Ивашкин В.В. (2005б) Научное наследие А.А.Штернфельда. // Штернфельд А.А. «Меня считали неизлечимым фантастом...» - М.: Политехнический музей. 2005. С. 8-27.
8. Ивашкин В.В., Тупицын Н.Н. (1971) Об использовании гравитационного поля Луны для выведения космического аппарата на стационарную орбиту спутника Земли. // Космические исследования. Т. IX, вып. 2. С. 163-172.
9. Райдер Л. (1961) Необходимая характеристическая скорость для перелета между некомпланарными круговыми орбитами с помощью импульсов тяги. // Ракетная техника. N 3. С. 78.

10. Цандер Ф.А. (1964) Перелеты на другие планеты: Теория межпланетных путешествий. // В книге: *Пионеры ракетной техники: Кибальчич. Циолковский. Цандер. Кондратюк. Избранные труды*, М.: Наука, 1964. С. 277—359.
11. Штернфельд А.А. (1937) Введение в космонавтику. М.- Л.: ОНТИ. 318 с.
12. Штернфельд А.А. (1958) Искусственные спутники. 2-е изд. М.: Гостехиздат. 296 с.
13. Belbruno E.A. and Miller J.K. (1993) Sun-Perturbed Earth-to-Moon Transfers with Ballistic Capture. // *Journal of Guidance, Control and Dynamics*. Vol. **16**. № 4. Pp. 770 – 775.
14. Bello Mora M., F. Graziani, P. Tiofilatto, et al. (2000) A Systematic Analysis On Week Stability Boundary Transfers To The Moon. // *The 51st International Astronautical Congress*, Rio de Janeiro, Brazil, October 2000. Paper IAF-00-A.6.03. 12 p.
15. Biesbroek R., Janin G. (2000) Ways to the Moon? // *ESA Bulletin*. Vol. 103. Pp. 92 - 99.
16. Hiroshi Yamakawa, Jun'ichiro Kawaguchi, Nobuaki Ishii, Hiroki Matsuo (1993) On the Earth-Moon Transfer Trajectory with Gravitational Capture: Presented at AAS/AIAA Astrodynamics Specialist Conference, Victoria, USA. Paper AAS 93-633, 20 p.
17. Hohmann W. (1925) Die Erreichbarkeit der Himmelskorper. München, 1925. Также в книге: *Пионеры ракетной техники: Гансвинд. Годдард. Эсно-Пельтри. Оберт. Гоман. Избранные труды*. М.: Наука, 1977. Вальтер Гоман. С. 526-607.
18. Ivashkin V. V. (2003) On the Earth-to-Moon Trajectories with Temporary Capture of a Particle by the Moon: Presented at the 54th International Astronautical Congress, held in Bremen, Germany, September 29 – October 3, 2003. Paper IAC-03-A.P.01, 9 p.
19. Ivashkin V.V. (2004a) On the Moon-to-Earth Trajectories with Gravitational Escape from the Moon Attraction. // 18th Intern. Symp. on Space Flight Dynamics, 11-15 October 2004, Munich, Germany. European Space Agency, Proceedings, SP-548, December 2004, Paper P0111, pp. 149-153.
20. Ivashkin V.V. (2004b) Low Energy Trajectories for the Moon-to-Earth Space Flight: Presented at the Intern. Conf. on Exploration and Utilization of the Moon-2004, Nov. 22-26, 2004, Udaipur, India. 15 p. <http://www.keldysh.ru/papers/2004/art02/ILC6-Ivashkin-KIAM.html> .
21. Koon W.S., Lo M.W., Marsden J.E., et al. (2001) Low Energy Transfer to the Moon. // *Celestial Mechanics and Dynamical Astronomy* (Kluwer Academic Publishers, Netherlands) Vol. **81**, p. 63.
22. Miller J.K., Belbruno E.A. (1991) A Method for the Constructing of a Lunar Transfer Trajectory Using Ballistic Capture: Presented at the AAS/AIAA Spaceflight Mechanics Meeting, Houston. Paper AAS 91-100, pp. 97–109.
23. Mizutani H., Fujimura A., Tanaka S., Shiraishi H., and Nakjima T. (2004) Lunar-A Mission: Outline and Current Status: Presented at the International Conference on Exploration and Utilization of the Moon (ICEUM-6), November 22-26, 2004. Udaipur, India. Paper, 14 p.
24. Riebe T., and Schweitzer M. (1998) Space operations and support. // *AEROSPACE AMERICA*/Dec. 1998, p. 83.
25. Sternfeld A. (1934) Sur les trajectoires permettant d'approcher d'un corps attractifs central à partir d'une orbite Keplérienne donnée. // *Comptes rendus de l'Académie des Sciences* (Paris), vol. 198, pp. 711— 713.
26. Uesugi, Kuninori (1993) Space Odyssey of an Angel – Summary of the Hiten's Three Years Mission: Presented at AAS/GSFC Intern. Symposium on Space Flight Dynamics, AAS Paper 93-292. 20 p.